

(54) ROTOR BLADE OF TURBINE

(11) 55-64104 (A) (43) 14.5.1980 (19) JP

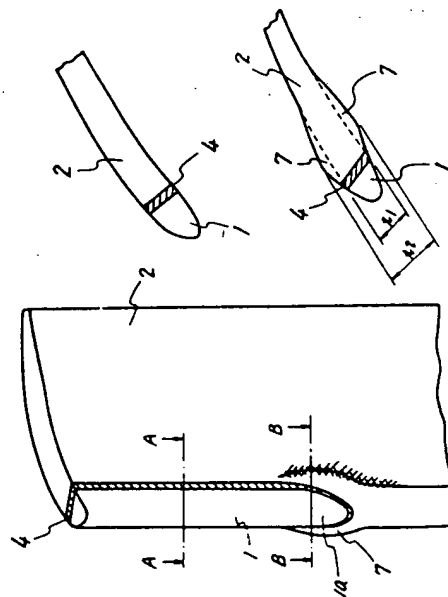
(21) Appl. No. 53-137911 (22) 10.11.1978

(71) HITACHI SEISAKUSHO K.K. (72) TOSHIMI TAN(2)

(51) Int. Cl. F01D5/28

PURPOSE: To lower the stress caused at the base portion without causing profile loss of the rotor blade, by providing an arrangement for rotor blades of turbine, in which rotor blade is formed with projection in the direction of thickness on the wall surface near the base portion of an erosion-preventive plate located on the side of rotor, so as to increase the cross section of rotor blade at the portion as compared with that of the other portion.

CONSTITUTION: In rotor blades 2 of turbine made of titanium alloy steel, which are fixed around the rotor and have an erosion-preventive plate 1 welded (at 4) at its top, projection 7 is formed on the wall surface of rotor blade 2 on the steam inlet side at the base portion of the erosion-preventive plate 1 located on the side of rotor, in the manner that it is projected in the direction of thickness of the blade 1. With such an arrangement, thickness of the plate 1 from the base portion 1a to the top can be made substantially equal to that of rotor blade 2, but thickness (t_2) of projection 7 is made larger than that (t_1) of plate 1 in the region near the base portion 1a of plate 1, so that cross section of the rotor blade can be increased at the region. Therefore, fairly high stress exerted on the rotor blades can be lowered effectively.



416
224, 241R

⑨ 日本国特許庁 (JP)

⑩ 特許出願公開

⑫ 公開特許公報 (A)

昭55—64104

⑪ Int. Cl.³
F 01 D 5/28

識別記号

庁内整理番号
6620—3G

⑬ 公開 昭和55年(1980)5月14日

発明の数 1
審査請求 有

(全 4 頁)

⑭ タービン動翼

会社日立製作所日立工場内

⑮ 特 願 昭53—137911

⑯ 出 願 昭53(1978)11月10日

⑰ 発 明 者 丹敏美

日立市幸町3丁目1番1号株式
会社日立製作所日立工場内

⑱ 発 明 者 久野勝邦

日立市幸町3丁目1番1号株式

⑲ 発 明 者 溝井貴夫

日立市幸町3丁目1番1号株式
会社日立製作所日立工場内

⑳ 出 願 人 株式会社日立製作所

東京都千代田区丸の内1丁目5
番1号

㉑ 代 理 人 弁理士 高橋明夫

明 細 書

発明の名称 タービン動翼

特許請求の範囲

1. ロータに環状に配置され、先端に浸食防止板を有するタービン動翼において、前記タービン動翼に取り付けられている浸食防止板のロータ側付根部近傍の動翼壁面に翼厚み方向へ突出した突起部を設けてその部分の翼断面を他の部分のそれより大きくするように形成したことを特徴とするタービン動翼。
2. 前記タービン動翼をチタン合金鋼から形成したことを特徴とする特許請求の範囲第1項記載のタービン動翼。
3. 前記タービン動翼における翼厚み方向突起部の厚さ l_1 が下記の関係を満足することを特徴とする特許請求の範囲第1項又は第2項記載のタービン動翼。

$$l_1 > l_2 \times (r_2 / r_1) \sim 1.1 \times l_2$$

l_1 : 浸食防止板の厚さ

r_2 : 浸食防止板の比重

(1)

r_1 : タービン動翼の比重

発明の詳細な説明

本発明は浸食防止板を有する蒸気タービンの動翼に関するものである。

近年、蒸気タービンの大容量化とコンパクト化に伴ない低圧最終段動翼も長翼化の傾向が一層強くなっている。一方、翼長の増大に伴ない翼の回転による遠心力も増大する為、翼材料が従来の12%クロム鋼では強度的に使用不可能になると云う可能性がある。

第1図に翼長26インチから40インチ迄の毎分3600回転における翼部の最大応力を示す。ここで一点鎖線は12%クロム鋼の許容応力ラインを示す。第1図において、翼長が33.5インチ迄は従来の12%クロム鋼でも使用可能であるが、40インチ以上になると最大応力が許容応力を越える為、5～6%のアルミニウムを含むチタン合金鋼が要求されることが解る。又、チタン合金鋼は比重が4.4～4.5であり、12%クロム鋼の約半分である為、翼部最大応力も第1図に示す如く

(2)

半減させることができる。

第2図にはチタン合金鋼を用いた従来技術の低圧最終段タービン動翼を示し、低圧最終段タービン動翼が蒸気中の水滴による侵食を防ぐ為に侵食防止板1がチタン合金鋼のタービン動翼2に溶接された構造を示す。侵食防止板1にはステライト（ユニオン・カーバイド・コーポレーションのハインズ・ステライト・ディグイジョンの登録商標）と呼ばれるコバルト・タングステン合金鋼が用いられるがステライトの比重が8〜8.5とチタン合金鋼の比重の約2倍である為、従来、第2図に示す如く侵食防止板1の付根部1aにおいて翼前縁上に突起部6を設け、動翼の巾方向に寸法を広げることによつて動翼の回転による応力を緩和させる動翼構造が提供されている。しかし侵食防止板1の付根部1aにおける急激な応力増加を均一に緩和する為には動翼の巾方向の寸法をかなり広げ必要があるが、これはプロファイル損失による大巾な効率低下をもたらすと言う欠点がある。更に翼前縁の突起部6のエロージョンの増加及び受食

(3)

来の構造と変りないが侵食防止板1のロータ側付根部1aにおいて、動翼の蒸気入口側の翼壁面に翼の厚み方向に突出した突起部7を有するものである。突起部7の形状を詳細に示す為、第3図のA-A断面を第4図に、B-B断面図を第5図に示す。侵食防止板1の付根部1aから翼先端までの侵食防止板1の厚さとチタン合金鋼のタービン動翼2の厚さは第4図に示す如くほぼ等しいが侵食防止板1の付根部1a付近では翼厚み方向に突出した突起部7を有していることから第5図に示す如く突起部7の厚さ1が侵食防止板1の厚さ1より厚くなっている。従つて突起部7を有することにより翼断面積を大きくできることから急激に増加する翼部応力には十分に低減効果がある。

従来の翼巾を広げる構造と本発明の構造とを比較すると、例えば翼断面のオリジナルを寸法において翼の有効長が40〜41インチの例で、翼全幅が100mm（侵食防止板1を含む）で、翼の平均厚さが8mm、侵食防止板1の巾が15mmの場合侵食防止板1の付根部1aの応力分布を均一にす

(5)

防止板1とチタン合金鋼のタービン動翼2の溶接部4が増加することによる溶接時の翼の変形の増大や機械加工の工数増加等の欠点がある。

本発明の目的は翼自体のプロファイル損失を生じることなく侵食防止板1の付根部1aの応力を緩和するタービン動翼を提供するものである。

一般にタービン動翼の遠心力は（重量）×（半径）×（角速度）²で表わされ、半径に比例して増加するが重量は翼先端に行くにつれて減ずる。遠心応力はタービン動翼断面積の関数であるから侵食防止板1の付根部1aにおける応力を軽減するには翼の断面積を増加すれば良いことになるが、翼の効率を考慮するならば翼前縁において翼根元から翼先端までがなだらかな曲線を描き翼プロファイルの原形を保つ必要がある。そこで本発明では付根部1aの応力軽減と翼プロファイルの原形を保つ手段として翼厚み方向に突起部を設けるようにしたものである。第3図に本発明の一実施例であるタービン動翼の形状を示す。チタン合金鋼のタービン動翼2に侵食防止板1を溶接する構造は従

(4)

る為には、本実施例において翼厚み方向に突出部7を形成させるので翼の平均厚さが約10mmで良く、第5図に示す如き突起部7に換算した場合でも突起部7において翼の平均厚さは約12mmでよく、翼の平均厚さの増加は4mm程度で済む。一方、第2図に示した従来技術の如く翼巾を広げる方法では同じ翼断面積を確保するためには翼全幅が120mmになり、翼巾方向に約20mm程度の突起部を設ける必要があるのでプロファイル損失による大巾な効率低下が生じる。従つて本発明の如く翼厚み方向の突起部7の厚さを厚くすれば翼断面積は増加し、翼部応力は減少するが、最適な翼の厚さは下記の式で得られる。

$$t_1 > t_2 \times (r_1 / r_2)$$

t_1 : 突起部7の動翼の厚さ

t_2 : 侵食防止板1の厚さ

r_1 : 侵食防止板1の比重

r_2 : チタン合金鋼のタービン動翼2の比重

第6図には翼厚み方向に突起部7を設けたことによる翼部応力の状況を示す。図より明らかなよ

(6)

うに破線で示した従来技術による翼部応力と比較して突起部7を設けることにより浸食防止板1の付根部1a付近の翼部応力は大幅に緩和され、翼部応力分布は好ましい状態を示しており、翼厚みを多少変化しても効率低下には何ら影響を与えず且つ翼厚み方向に厚くなつた為、溶接による変形が少なくなり熱変形が防止できる。更に浸食防止板1の形状もほぼ直線の形となり製造し易く、翼実体の機械加工の工数も少なくなり、信頼性と安全性の高いタービン動翼を提供できる効果がある。

本発明によれば翼厚み方向に突起部7を設けるので翼自体のプロファイル損失を生じることなく且つ浸食防止板1の付根部1aの応力を緩和する効果がある。

図面の簡単な説明

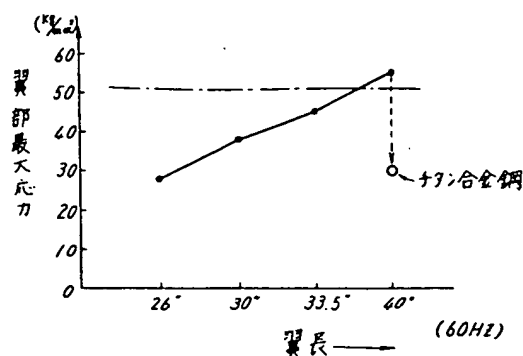
第1図はタービン動翼の翼長と根部最大応力の関係図、第2図は従来のチタン合金鋼のタービン動翼を示す斜視図、第3図は本発明の一実施例であるチタン合金鋼のタービン動翼を示す斜視図、第4図は第3図のA-A断面図、第5図は第3図

のB-B断面図、第6図は本発明の動翼における翼部応力の分布図である。

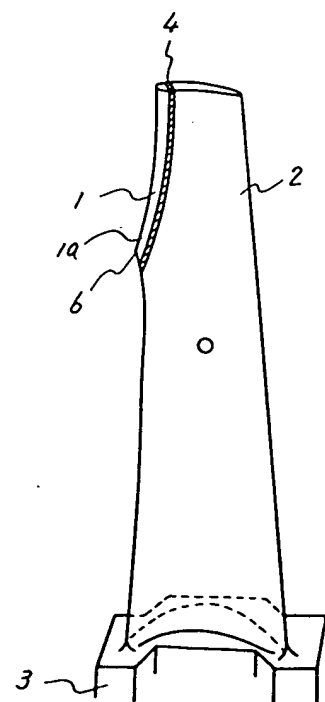
1…浸食防止板、1a…付根部、2…チタン合金鋼のタービン動翼、3…タブテール部、4…溶接部、7…突起部。

代理人 弁理士 高橋明夫

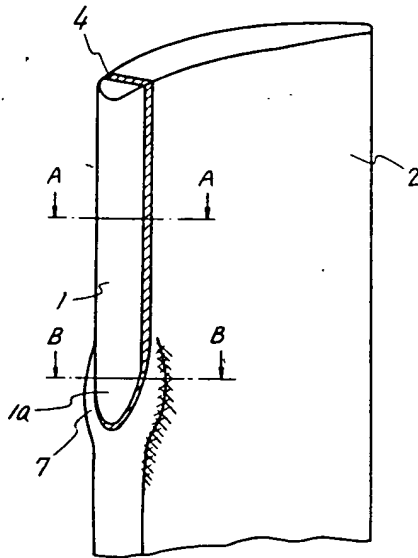
第1図



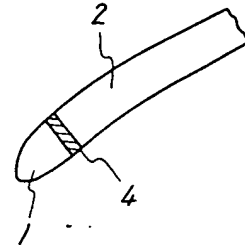
第2図



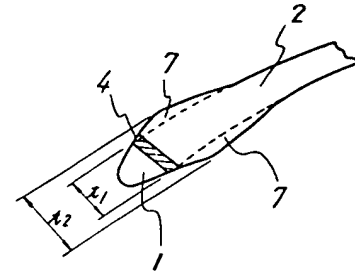
第3図



第4図



第5図



第6図

